

На теперішній час реалізація програм проведення кліматично-міцнісних випробувань не тільки великогабаритних агрегатів із ПКМ, але і зразків-«свідків» є досить складною з технічної точки зору через відсутність необхідного випробувального устаткування і вимірювальних приладів у науково-технічних центрах галузі.

Отже, необхідно розробити нові методи проведення сертифікаційних прискорених кліматично-міцнісних випробувань агрегатів і вузлів із ПКМ з урахуванням їх взаємодії з металевими деталями.

Технології проведення кліматично-міцнісних випробувань потребують подальшого вдосконалення з метою зниження енергоємності проведення випробувань, а також надійних розрахункових методик, які стали б надалі еквівалентом натурних кліматично-міцнісних випробувань агрегатів із ПКМ. Впровадження розрахункових методів оцінки довговічності конструкцій, що перебувають під впливом інтенсивних кліматичних факторів, дало б змогу істотно знизити витрати на розробку нових зразків авіаційної техніки.

Список літератури

1. *Исследование* прочности авиационных конструкций из композиционных материалов при воздействии климатических факторов; Отчет / ЦАГИ; В.Ф. Кутыинов, Ю.Ф. Крашаков. – №03–5639. – 1988 г.
2. *Jean Rouchon*. Certification of large airplane composite structures. Recet progress and new trends in compliance philosophy, icas proceedings. – 1990. – Vol. 2. – P. 1439-1447.
3. *Сертификация* агрегатов пассажирских самолетов из композиционных материалов; Отчет ЦАГИ; В.Ф. Кутыинов, В.И. Кирюк. – №03–6213. – 1991. – 110 с.

Стаття надійшла до редакції 31.10.01.

УДК 621.515-226.2

Ю.М.Терещенко, д-р техн. наук,

В.М.Дихановський, канд. техн. наук, старш. науч. співроб.,

Л.Г.Волянська, О.В.Юрченко

КВАЗІПРОСТОРОВА МЕТОДИКА ПОШУКУ ОПТИМАЛЬНИХ КОНСТРУКТИВНИХ КУТІВ ВХОДУ ТА ВИХОДУ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Викладено основні положення квазіпросторової методики пошуку оптимальних конструктивних кутів входу та виходу лопаткових вінців осьового компресора, яка враховує різницю між формами робочих лопаток ступеню у стані спокою та при роботі на розрахунковому режимі і перерозподіл втрат кінетичної енергії за висотою лопатки. Обчислено параметри газового потоку в проточній частині ступеня здійснюється розв'язком повної системи рівнянь Нав'є-Стокса.

Забезпечення низького рівня загальних втрат кінетичної енергії в проточній частині компресора на розрахунковому режимі роботи двигуна – одна з найважливіших задач, над розв'язком якої працюють конструктори при проектуванні осьових компресорів газотурбінних двигунів. Низький рівень втрат дозволяє спроектувати вискоєфективний компактний компресор з малою питомою вагою і помірною ціною.

Можливість побудови осьового компресора з низьким рівнем втрат закладається на етапі аеродинамічного проектування ступенів компресора. При цьому бажано використовувати просторові моделі течії в'язкого стисливого газу. Це дозволяє з високою точністю моделювати реальні фізичні процеси, які відбуваються в проточній частині компресора. Але перед тим, як перейти до вирішення задач просторового проектування лопаток осьового компресора, необхідно задатися деяким її початковим наближенням, від якості якого значною мірою залежить кінцевий результат та час усього процесу проектування. Тут незамінними залишаються двовимірні моделі течії невязкого нестисливого газу, які

все ще відіграють важливу роль у системах автоматизованого проектування газотурбінних двигунів. Пошук оптимальної геометрії лопатки часто приводить до необхідності виконання великої кількості газодинамічних розрахунків з використанням просторової моделі течії в'язкого стисливого газу для різних варіантів геометрії лопаток з метою одержання рішення, яке задовольняло б і аеродинамічним вимогам і вимогам міцності.

Методика пошуку оптимальних конструктивних кутів входу та виходу лопаткових вінців осьового компресора газотурбінного двигуна, використовує двовимірну модель течії невязкого нестисливого газу і просторову модель течії в'язкого стисливого газу. Це дає змогу одержати високу точність оптимального аеродинамічного проектування ступенів осьового компресора при невеликій кількості розрахунків з використанням просторової моделі течії в'язкого стисливого газу.

Методика описана на прикладі обчислення оптимальних конструктивних кутів входу і виходу лопаток сучасного трьохвінцевого трансзвукового ступеня компресора низького тиску. Оптимізація проводиться з метою зниження загального рівня втрат у ступені при збереженні його напірності. Ступень складається з вхідного напрямного апарата (ВНА), напрямного апарата (НА), робочого колеса (РК). На рис. 1 показана проточна частина ступеня, на рис. 2 – трикутники швидкостей ступеня для середньої висоти проточної частини.

Методика складається з двох етапів: початкового наближення геометричної форми ступеня та обчислення оптимальних конструктивних кутів входу і виходу лопаток ступеня (рис. 3).

Конструктивна форма лопаток – це така геометрична форма лопаток, яку вони мають у стані спокою, при відсутності дії на них газодинамічних та відцентрових сил. Аеродинамічна форма лопаток – це така геометрична форма лопаток, яку вони набувають під час роботи, під дією на них газодинамічних та відцентрових сил. Конструктивна й аеродинамічна форми лопаток відрізняються від конструктивної й аеродинамічної форми РК. Для лопаток НА ці форми вважаємо однаковими. Номер розрахункового перерізу проточної частини у міжвінцевому зазорі $m = 1, 2, 3, 4$. Номер елементарного шару току $i = 1, 2, \dots, N-1, N$ (нумерація – від втулки до периферії). Елементарний шар току вирізається з проточної частини ступеня поверхнями обертання таким чином, щоб у кожному шарі току повні енергії газового потоку були постійні. На рис. 1 показано приклад розбиття проточної частини ступеня на елементарні шари току.

На першому етапі початкового наближення оптимізують існуючий ступінь. Розглянемо ліву гілку схеми (рис. 3), що відповідає підготовці до оптимізації існуючого ступеня осьового компресора. Вхідними даними для оптимізації є геометричні параметри конструктивної форми та частота обертання ротора на розрахунковому режимі. Але для розрахунку газодинамічних параметрів потоку у ступені необхідно мати геометричні параметри аеродинамічної форми робочих лопаток ступеня. Для цього виконується побудова аеродинамічної форми робочих лопаток на базі конструктивної з урахуванням деформацій від дії відцентрових і газових сил (КФ → АФ).

Побудова аеродинамічної форми лопатки на базі конструктивної проводиться ітераційно. Для врахування дії на лопатку і газодинамічних, і відцентрових сил в ітераційний цикл включено розрахунок газодинамічних параметрів потоку у ступені та розрахунок напружено-деформованого стану лопаток РК. Ітераційний цикл завершується тоді, коли перестануть змінюватися геометричні параметри конструктивної форми лопаток робочого колеса. Найбільше деформується кінцівка робочої лопатки. Параметрами, що характеризують зміну геометричних параметрів аеродинамічної форми робочої лопатки обрані різниці конструктивних кутів входу та виходу лопатки β_{k2N} та β_{k3N} до розрахунку напружено-деформованого стану і після розрахунку. Аеродинамічна форма робочої лопатки вважається знайденою й ітераційний цикл завершується, коли $\Delta\beta_{k2N}$ і $\Delta\beta_{k3N}$ будуть меншими наперед заданого числа ϵ , яке обирається не більшим ніж похибка виготовлення лопатки.

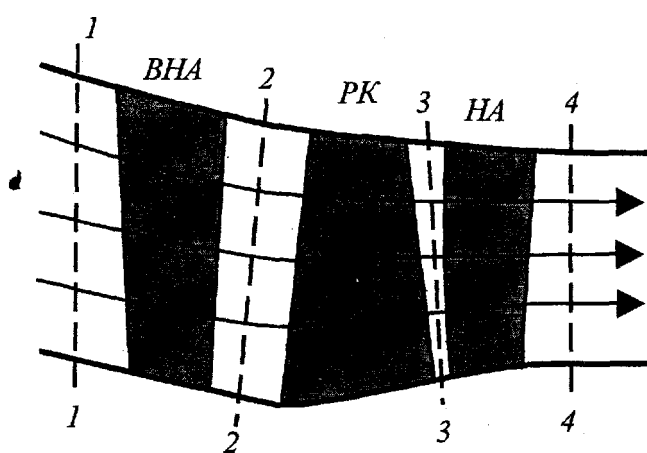


Рис.1. Проточна частина першого ступеня

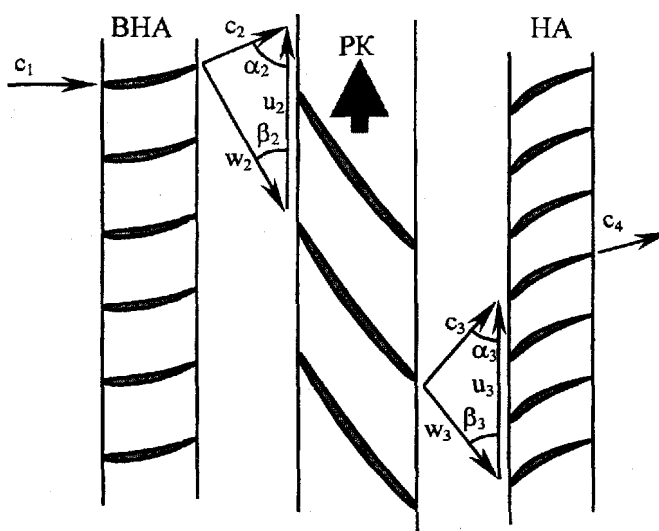


Рис.2. Трикутники швидкостей

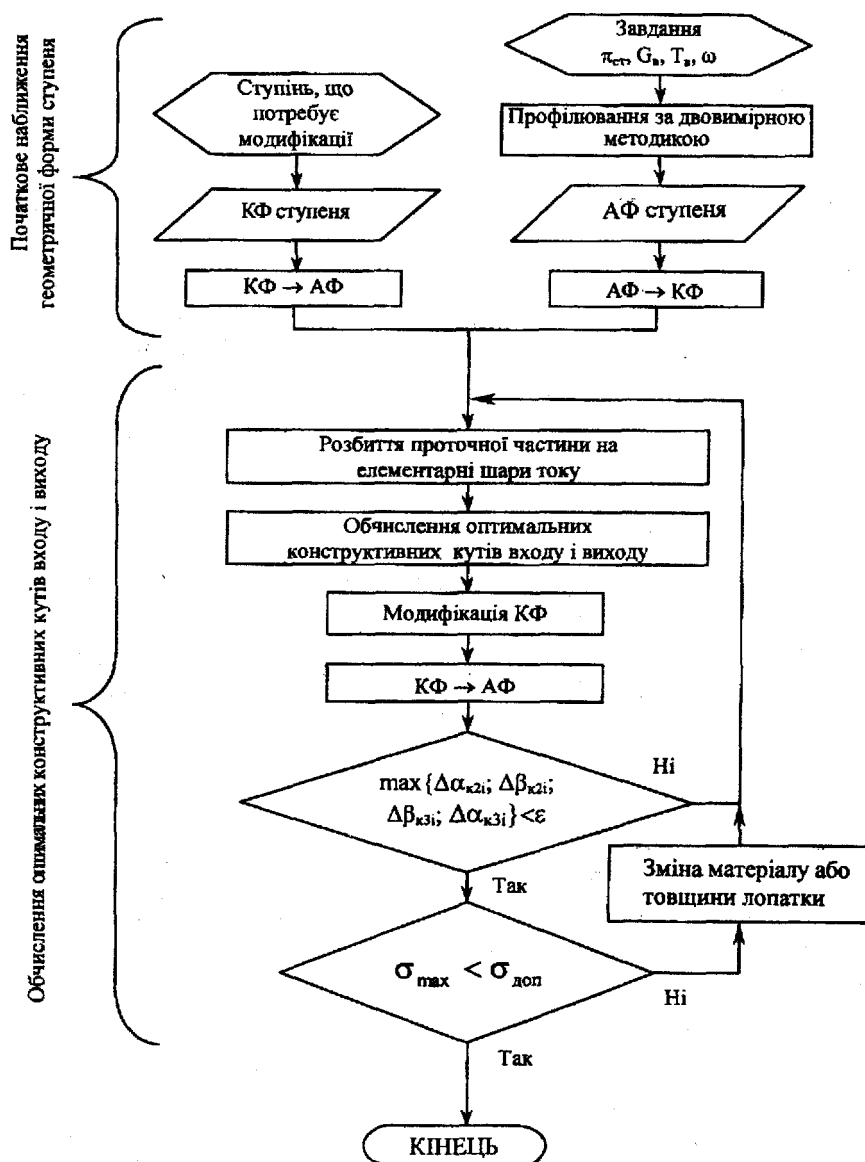


Рис.3. Схема методики:

КФ – конструктивна форма; АФ – аеродинамічна форма

Розрахунок газодинамічних параметрів потоку в ступені проводиться з використанням просторової моделі течії в'язкого стисливого газу, яка реалізована в розрахунковому комплексі Єршова і Русанова "FlowER" [1]. Розрахунковий комплекс побудовано на базі системи рівнянь Нав'є-Стокса [2], які подані у вигляді розрахункової схеми Єршова [1]. Рішення знаходиться маршовим методом.

Розрахунок напружено-деформованого стану лопаток РК проводиться з використанням методу кінцевих елементів, який детально викладено у роботах [3; 4]. Кінцеві елементи – об'ємні шестигранні елементи. Навантаження – відцентрові й газодинамічні сили, що діють на кожний кінцевий елемент.

Після проведення розрахунків перевіряємо, наскільки змінились конструктивні кути на периферії РК до того часу, доки зміна конструктивних кутів не стане меншою за похибку виготовлення лопатки. Одержана форма лопатки і буде аеродинамічною формою. На виході маємо і конструктивну, і аеродинамічну форми.

Тепер розглянемо праву гілку верхньої частини схеми (рис. 3), що відповідає профілюванню нового ступеня осевого компресора. Вхідними даними для оптимізації є T_v , частота обертання ротора на розрахунковому режимі ω , міра підвищення тиску в ступені $\pi_{ст}$, витрати повітря через ступінь G_v . Виконуючи профілювання за двовимірною методикою, одержуємо аеродинамічну форму ступеня осевого компресора. Подібні методики використовуються давно [5]. Далі обраховуємо газодинамічні параметри потоку за допомогою розв'язку повної тривимірної системи рівнянь Нав'є-Стокса, потім проводимо розрахунок напружено-деформованого стану лопаток під дією газодинамічних та відцентрових сил. Після цього будуємо конструктивну форму деформацією аеродинамічної форми у протилежний бік до її зміни внаслідок дії відцентрових та газодинамічних сил. Перетворення АФ–ЖФ виконане, на виході одержимо і аеродинамічну, і конструктивну форми.

На другому етапі обчислюємо оптимальні з огляду на досягнення мінімальних втрат кінетичної енергії газового потоку в ступені ξ_{min} конструктивних кутів входу і виходу α_{k2i} , β_{k2i} , β_{k3i} , α_{k3i} у кожному елементарному шарі току при збереженні заданої напірності ступеня.

На вході маємо конструктивну та аеродинамічну форми проточної частини ступеня осевого компресора. Спочатку проводимо розбиття проточної частини поверхнями обертання на елементарні шари току з однаковою витратою газу. Таке розбиття необхідне для запобігання випадку, коли витрати газу на вході до елементарного шару та на виході будуть відрізнятися. Після цього знаходимо оптимальні конструктивні кути входу та виходу α_{k2i} , β_{k2i} , β_{k3i} , α_{k3i} для другого та третього розрахункового перерізу та i -го елементарного шару току. Оптимізація проводиться за критерієм мінімуму загальних втрат кінетичної енергії в ступені ξ_{min} при збереженні заданої напірності ступеня $\pi_{ст}$. Застосовуючи метод штрафних функцій, знаходимо мінімум цільового функціонала

$$F = \sum_{i=1}^N l_i \left[\xi_i - \Lambda (A_{1i}^2 + A_{2i}^2 + A_{3i}^2 + A_{4i}^2) \right],$$

де l_i – ваговий коефіцієнт i -го шару; ξ_i – загальні втрати у i -му шарі ступеня компресора; Λ – штрафний коефіцієнт; A_{1i} , A_{2i} , A_{3i} , A_{4i} – обмеження.

Рівняння збереження енергії записані для i -го шару ВНА, РК, НА та ступеня в цілому. Рівняння складаються на основі i -S діаграми процесу стискування повітря у ступені компресора:

$$A_{1i} \equiv i_{2i}^* - i_{1i}^* = 0;$$

$$A_{2i} \equiv i_{3wi}^* - i_{2wi}^* - \frac{u_{3i}^2 - u_{2i}^2}{2} = 0;$$

$$A_{3i} \equiv i_{4i}^* - i_{3i}^* = 0;$$

$$A_{4i} \equiv i_{4i}^* - i_{1i}^* - L_{a0.i}^* - L_{rBBH.i} - L_{rPP.i} - L_{rHH.i} = 0.$$

Конструктивні кути входу та виходу першого та четвертого розрахункового перерізу повинні залишитися незмінними для збереження умов на вході й виході ступеня. Модифікацію конструктивної форми проводимо відповідно знайденим оптимальним кутам α_{k2i} , β_{k2i} , β_{k3i} , α_{k3i} . Далі виконуємо побудову аеродинамічної форми на базі конструктивної форми, як і на першому етапі (КФ—ЖФ). Знаходимо максимальну зміну конструктивних кутів і прирівнюємо її до похибки виготовлення лопатки ϵ . Якщо максимальна зміна конструктивних кутів більша за похибку виготовлення, то проводимо наступну ітерацію. Якщо максимальна зміна конструктивних кутів менша за похибку виготовлення, ітераційний процес завершується, і оптимізовані лопатки РК перевіряємо на міцність. Для цього проводимо розрахунок напружень робочих лопаток від дії відцентрових та газових сил, знаходимо σ_{max} та зрівнюємо його з напруженням, допустимим для даного матеріалу $\sigma_{доп}$. Якщо максимальне напруження виявилось більшим, ніж допустиме, квазіпросторова оптимізація не можлива без зміни товщини або матеріалу лопатки. У цьому випадку необхідно зробити ці зміни з метою усунення недопустимих напружень у лопатці і знову розпочати ітераційний процес оптимізації. Якщо максимальне напруження менше за допустиме, процес оптимізації вважається завершеним. На виході маємо оптимізовану аеродинамічну та конструктивну форми проточної частини осьового компресора.

Запропонована методика є більш досконалою, ніж методики, які застосовувались раніше [6], оскільки в ній враховується різниця між аеродинамічною та конструктивною формами робочих лопаток ступеня та перерозподіл втрат за висотою його проточної частини з метою зниження загальних втрат кінетичної енергії. У результаті застосування запропонованої методики маємо змогу оптимізувати геометричну форму ступенів осьових компресорів для досягнення мінімуму загальних втрат кінетичної енергії при збереженні напірності на заданому рівні, що, в свою чергу, підвищить ефективність авіаційних двигунів.

Список літератури

1. Ершов С.В. Математическое моделирование пространственных турбулентных отрывных течений газа в многовенцовых турбомашинах: Дис....д-ра техн. наук. – Харьков, 1995. – 449 с.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. – 840 с.
3. Бате К., Вильсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. – М.: Стройиздат, 1982. 520 с.
4. Образцов И.Ф., Савельев Л.М., Хазанов Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов. – М.: Высш.шк., 1985. – 392 с.
5. Холщевников К.В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 431 с.
6. Severin S.D., Dihanovsky V.N. Numerical optimisation of compressor blades geometrical parameters with regard to 3D viscous flow. – Proceedings of the IPM'97 Conference on Modelling and Design in Fluid-Flow Machinery. – Gdansk, ISBN 83-907526-4-6, 1997. – 8 p.

Стаття надійшла до редакції 16.10.01.